

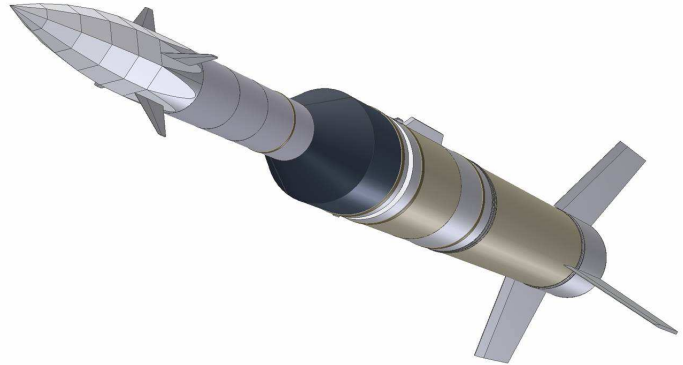
## SHEFEX II

### Ein weiterer Schritt im Flugtestprogramm für Wiedereintritts-Technologie

Innerhalb des SHEFEX Flugtestprogramms fokussiert das DLR auf der Entwicklung von Wiedereintritts- und Hyperschalltechnologien. Mit der Nutzung von verfügbaren Höhenforschungsraketen, die normalerweise für Kurzzeit-Untersuchungen in Schwerelosigkeit verwendet werden, ist es möglich Hyperschall-Flugexperimente kosteneffektiv und in kurzen Abständen durchzuführen. Dadurch können neben der Untersuchung neuer Materialien und Strukturkonzepte auch wertvolle Flugdaten gewonnen werden, die im Vergleich mit Simulationen und Bodentestdaten eine Verifikation der Simulationsmethoden und der Realitätstreue von Testanlagen erlauben.

Nach dem erfolgreichen Flug des ersten Sharp Edge Flight Experiments SHEFEX I am 27. Oktober 2005 ist die Folgemission in der Vorbereitung. Bei SHEFEX I konnte in dem 20 Sekunden dauernden Wiedereintrittsflug bei Mach 6 ein wertvoller aerodynamischer Datensatz gewonnen werden. Aufbauend auf diese Erfahrungen wird der Flugbereich von SHEFEX II durch die Verdopplung von Fluggeschwindigkeit und Wiedereintrittsdauer deutlich erweitert um neue wissenschaftliche Fragen beantworten zu können. SHEFEX II, das mittels einer zweistufigen Brasilianischen Höhenforschungsrakete gestartet wird, ist ein konsequenter weiterer Schritt im Flugtestprogramm neuer Hyperschall-Technologien. Neben der Erweiterung des Flugbereichs wird die Nutzlastspitze gegenüber SHEFEX I deutlich vergrößert und mit aktiven aerodynamischen Kontrollelementen ausgerüstet, die eine aktive Flugsteuerung während der Wiedereintrittsphase ermöglichen. Keramische Canards mit ihren mechanischen Aktuatoren und dem autonomen Kontrollsystem stellen somit neben dem facettierten keramischen Thermalschutzsystem wesentliche Experimente von SHEFEX II dar. Die autonome Flugsteuerung wird durch zusätzliche Trägheitsplattformen unterstützt, um eine möglichst genaue Fluglagebestimmung vor dem Wiedereintritt durchzuführen.

Zusätzlich sind weitere Experimente wie beispielsweise ein aktiv gekühltes Thermalschutzsegment, innovative Sensorsysteme für Druck, Temperatur und Wärmefluss sowie hochtemperaturbeständige Antennensegmente für den Mitflug vorgesehen. Von nationalen und internationalen Forschungseinrichtungen und Industriefirmen werden verschiedene Passagierexperimente zur Flugdemonstration fortschrittlicher keramischer und



Startkonfiguration des SHEFEX II Flugexperiments



Künstlerische Darstellung des Wiedereintritts

metallischer Thermalschutzkonzepte sowie Sensorsysteme für die Zustandsüberwachung und für zukünftige Explorationsmissionen beigestellt.

Durch eine spezielle Anordnung der Drucksensoren im vorderen Bereich der Nutzlastspitze wird ein sogenanntes Flush Air Data System (FADS) integriert, das aus den gemessenen Druckdifferenzen und entsprechenden Auswertalgorithmen eine Bestimmung der Fluglage auch im Hyperschall ermöglichen soll. Dieses System wird jedoch bei SHEFEX II noch nicht zur aktiven Flugsteuerung verwendet.

Das Trägersystem basiert auf dem Brasilianischen VS 40 Konzept, das aus einer S 40 Unterstufe und einer S 44 Oberstufe besteht. Die Gesamtlänge inklusive Nutzlast beträgt ca. 12,6 m bei einer Gesamtmasse von etwa 6,7 t. Beide Stufen werden mit Feststoff-Raketentriebwerken angetrieben, wobei die 4 t Treibstoff der Unterstufe SHEFEX II innerhalb von 60 Sekunden annähernd senkrecht auf eine Höhe von 54 km katapultiert, wobei die Rakete durch Rotation stabilisiert wird.

In der folgenden ballistischen Flugphase wird die Oberstufe zu einem flacheren Anstellwinkel hin geneigt. Danach erfolgt die Zündung der Oberstufe, deren 800 kg Treibstoff die 400 kg schwere Nutzlast in eine flache ballistische Bahn mit einem Apogäum von max. 270 km einschleift. Nach Brennschluss wird die Rotation gestoppt und der Raketentriebwerk von der Nutzlast getrennt. Das Flugkontrollsystem orientiert die Nutzlast für einen Eintrittswinkel in die Atmosphäre von ca. 35°. Der Wiedereintritt und somit die eigentliche Experimentphase beginnt mit langsam einsetzenden atmosphärischen Einflüssen ab 100 km Höhe. Der Eintritt erfolgt mit 11-facher Schallgeschwindigkeit (ca 3 km/s). Bei dieser hohen Machzahl werden besonders an der Nutzlastspitze sowie an den scharfen Vorderkanten der Canards und Stabilisierungsflossen extreme Wärmeflüsse erzeugt, die die Strukturen auf über 1.800°C erhitzen. Ebenso steigt der Staudruck bis auf 4 bar zum Ende des Wiedereintritts an. Nach 45 Sekunden ist die Experimentphase abgeschlossen und eine Flughöhe von 20 km erreicht.

In dieser Höhe wird die Nutzlast fast mittig getrennt und beide dann aerodynamisch instabilen Teilstücke durch die dadurch resultierende Taumelbewegung weiter abgebremst. In 5 km Höhe wird an beiden Teilkomponenten ein Fallschirmsystem ausgeworfen, das die Landegeschwindigkeit auf ca. 9 m/s reduziert.

Bei einem Start von der norwegischen Raketenabschussbasis Andoya (Lofoten) wurde entsprechend dem beschriebenen



Integration der Nutzlastspitze



Untersuchung der Nutzlastspitze im Windkanal



Aufbau einer keramischen Thermalschutz-Facette

Missionsablauf das 800 km entfernte Seegebiet südöstlich von Spitzbergen als Landegebiet ausgewählt.

Momentan ist die Hauptmission im April 2012 geplant. Die Startfenster werden dabei durch die Wetter- und Lichtverhältnisse im Start und Landegebiet bestimmt.

SHEFEX II ist ein weiterer wichtiger Schritt innerhalb der programmatischen Strategie zur Hyperschall- und Wiedereintritts-Technologieentwicklung. Eine erste Anwendung ist mit der wieder verwendbaren Forschungsplattform REX (Returnable Experiment) geplant. Ein solches System soll als frei fliegende Plattform mit hoher Mikro-G Güte Experimente in Schwerelosigkeit über mehrere Tage hinweg erlauben. Die Möglichkeit einer gesteuerten Rückführung sowie eine Modulbauweise der Experimenteinschübe, die sich stark an jene von Höhenforschungsraketen anlehnt, sollen Experimentatoren einen möglichst schnellen und kostengünstigen Zugang zu ihren Experimenten ermöglichen.

**Folgende DLR Institute und Einrichtungen sind an SHEFEX II beteiligt:**

Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Braunschweig und Göttingen und Abteilung Hyperschalltechnologie, Köln

Institut für Bauweisen- und Konstruktionsforschung, Stuttgart  
Institut für Flugsystemtechnik, Braunschweig

Institut für Werkstoffforschung, Köln  
Institut für Raumfahrtssysteme, Bremen  
Mobile Raketenbasis (MORABA), Raumflugbetrieb und Astronautentraining, Oberpfaffenhofen

**Projektleiter:**

Dipl.-Ing. Hendrik Weihs

*Within the SHEFEX flight test programme, the German Aerospace Center (DLR) focuses on the development for re-entry and hypersonic technology. Using adapted sounding rocket systems which are common for micro gravity research it is possible to perform cost effective flight tests in a short time period. Thus experiments will be possible about new materials and structural concepts, and in addition valuable data can be gathered allowing the comparison between simulations and ground tests, a verification of the methods of simulation and plausibility of ground test results.  
After a successful flight of the first sharp*



Brasilianische Raketenmotoren der 1. und 2. Stufe (weiß) sowie Servicemodule der Nutzlast (schwarz).



Shefex II Nutzlast montiert auf der 2. Stufe. (Modell des Gesamtsystems im Maßstab 1:6 links daneben)



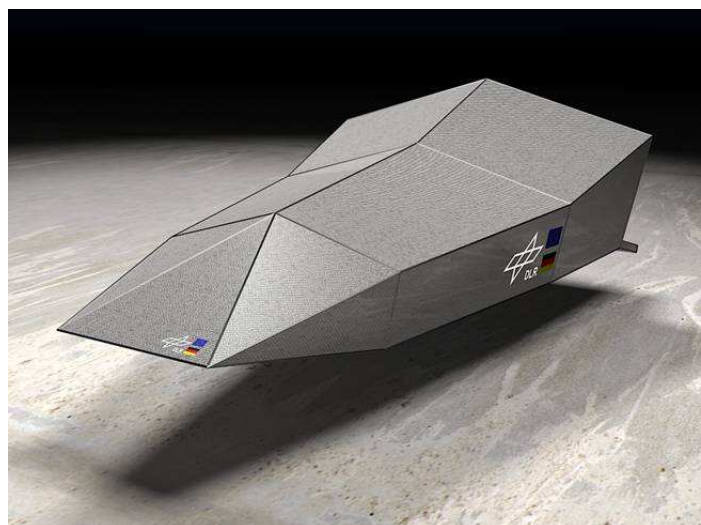
edge flight experiment SHEFEX I on October 27<sup>th</sup>, 2005 the next mission is under preparation. During the 20 sec flight at Ma 6 of SHEFEX I a complete set of valuable aerodynamic data could be obtained. Thus, this kind of flight testing and all experience gathered up to now will be used to answer new scientific questions and to enlarge the flight envelope by doubling the mach number as well as the re-entry duration within the SHEFEX II mission.

Launched with a Brazilian two staged sounding rocket system SHEFEX II will be a consequent next step in technology test and demonstration. Considering all experience and collected flight data obtained during the SHEFEX I Mission, the test vehicle will be enlarged and extended by an active control system, which allows active aerodynamic control during the re-entry phase. Thus, besides the faceted ceramic thermal protection system, ceramic based aerodynamic control elements (canards), mechanical actuators and an automatic flight control unit will be implemented as technology experiments. In addition, supporting subcomponents like different inertial platforms and a star tracker sensor are part of the GNC system of SHEFEX II to provide accurate data related to position and orientation of the vehicle positioning. In addition, some other experiments including an actively cooled thermal protection element, advanced sensor equipment for temperature, heat flux and pressure, high temperature antenna inserts etc. are intended to fly with SHEFEX II. From national and international companies and universities some passenger experiments will be integrated to investigate and demonstrate advanced metallic and ceramic based thermal protection elements, new fiber optic sensors and a sensor system package, which was developed for ESA's EXPERT mission.

Using a special arrangement of the forward pressure sensors a hypersonic flush air data system will be integrated at the payload tip as a passive experiment. This is to evaluate such a system and advanced algorithms for active control during hypersonic flight within future missions. The SHEFEX II launcher system is based on the Brazilian VS40 system. Including the payload the overall length of the system is 12, 6 m. The overall mass of the system is 6,7 tons. The S 40 solid rocket motor acts as first stage. Within 60 seconds after ignition a propellant mass of 4 tons lifts the SH II system up to 54 km height. Within the first ballistic phase after separation of first stage, the second stage, also a solid rocket motor (S 44) will be re-pointed to a more flat attitude before its ignition. The 800 kg propellant



SHEFEX II auf der Startrampe. (Probekampagne September 2011)



Konzept des REX-Free Flyer (SHEFEX IV) für einen steuerbaren Raumgleiter. Die konsequente Nutzung der SHEFEX-Technologie ermöglicht gute aerodynamische Eigenschaften bei kompakten Außenmaßen und einfachster Bauweise

mass of the second stage boosts the 400 kg SHEFEX II payload to an apogee of approx. 270 km. After a de-spin manoeuvre the separation from rocket motor will be initiated and attitude control will orient the payload for re-entry at approx. 35°. Re-entry and thus the start of the experiment phase will be at 100 km when the atmosphere effects will become reasonable. The current flight envelope estimates a max. Mach number during entry up to Ma 11 (approx. 3 km/sec) for 45 seconds. This high Mach number will cause extreme heat fluxes at the payload tip and sharp leading edges at the canards and stabilizers. So temperatures above 1,800 °C may occur at these exposed locations. The dynamic pressure will increase up to 4 bar at the end of entry trajectory at 20 km. Below 20 km the payload will be split and decelerated by an unstable tumbling of both separated parts. At 4 km a parachute system will be deployed to reduce landing velocity to finally 9 m/s. Launched at the Andoya Rocket Range, the target area for land landing has been chosen south-east from Spitsbergen approx. 800 km north from the launch site.

The launch date is planned for April 2012. The launch window is limited by weather and day light conditions at the launch and target area. Shefex II is one more step forward within DLR's roadmap for the development of hypersonic and re-entry technology. A first application is planned within the Returnable Experiment REX. Such a system shall provide a free flying platform with a high micro g quality for a few days. The return capability, active aerodynamic control during re-entry and the special container technique derived from sounding rocket experiment set up shall provide a cost effective and easy access for experimenters.

**The following DLR Institutes and Facilities participate within the SHEFEX II Project:**

Institute of Aerodynamics and Flow Technology,  
Braunschweig / Goettingen and  
Hypersonic section, Cologne  
Institute of Structures and Design,  
Stuttgart  
Institute of Flight Systems, Braunschweig  
Institute of Materials Research, Cologne  
Institute of Space Systems, Bremen  
Mobile Rocket Base MORABA, Space  
Operation and Astronaut Training,  
Oberpfaffenhofen